РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 699 514**(13) **C1**

(51) МПК
B64C 27/24 (2006.01)
B64D 5/00 (2006.01)
B64C 3/56 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
***B64C 27/24** (2019.05); **B64D 5/00** (2019.05); **B64C 3/56** (2019.05)*

(21)(22) Заявка: **2018113628, 13.04.2018**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
13.04.2018

Дата регистрации:
05.09.2019

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **13.04.2018**

(45) Опубликовано: **05.09.2019** Бюл. № **25**

Адрес для переписки:
347923, Ростовская обл., г. Таганрог, ул. Ломакина, 106а, кв. 12, Дуров Дмитрий Сергеевич

(72) Автор(ы):
Дуров Дмитрий Сергеевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Дуров Дмитрий Сергеевич (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2629475 C1, 29.08.2017. RU 2554640 C2, 27.06.2015. RU 2464203 C2, 20.10.2012. US 7665688 B2, 23.02.2010. US 4713935 A1, 22.12.1987. RU 140653 U1, 20.05.2014.**

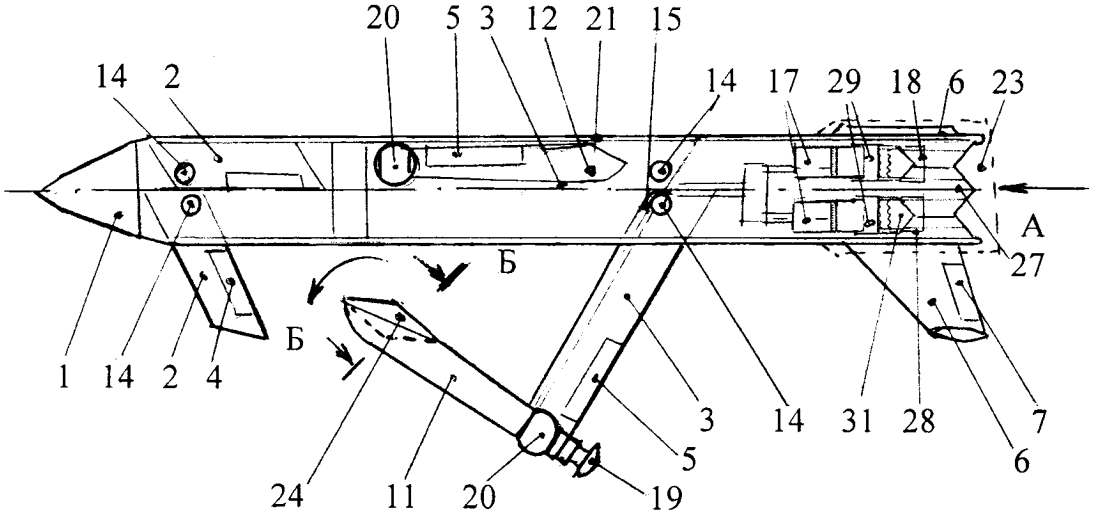
(54) БЕСПИЛОТНЫЙ САМОЛЕТ-ВЕРТОЛЕТ-РАКЕТОНОСЕЦ И СПОСОБ ЕГО ПРИМЕНЕНИЯ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации, в частности к конструкциям и способам применения беспилотных летательных аппаратов для борьбы с морскими целями. Беспилотный самолет-вертолет-ракетоносец (БСВР) содержит фюзеляж, несущее крыло с хвостовым оперением, двигатель, бортовую систему управления (БСУ), обеспечивающую автономное (АУ) и дистанционное управление с командного пункта, бортовой источник питания. БСВР оснащен двухвинтовой поперечной несущей системой (ДПНС), включающей два однолопастных несущих винта (НВ) с профилированными противовесами, смонтированными на концах крыла обратной стреловидности (КОС) и обеспечивающих создание вертикальной тяги только при вертикальном и коротком взлете/посадке (ВВП и КВП) или на переходных режимах полета. БСВР также оснащен двумя ТРДД в общей кормовой мотогондоле. Входное устройство воздухозаборника имеет управляемые разновеликие створки, размещенные под нижним или над верхним наклонно образованным каналом воздуховода, так что большая из них отклоняется во внутрь канала, а меньшая - наружу фюзеляжа. в зависимости от скорости полета. Обеспечивается повышение вероятности поражения надводной или подводной целей, расположенных на большой дальности. 3 н. и 2 з.п. ф-лы, 4 ил., 1 табл.

RU 2699514 C1

RU 2699514 C1



б)

Фиг. 1

RU 2699514 C1

RU 2699514 C1

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 699 514**(13) **C1**

(51) Int. Cl.
B64C 27/24 (2006.01)
B64D 5/00 (2006.01)
B64C 3/56 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(52) CPC
***B64C 27/24** (2019.05); **B64D 5/00** (2019.05); **B64C 3/56** (2019.05)*

(21)(22) Application: **2018113628, 13.04.2018**

(24) Effective date for property rights:
13.04.2018

Registration date:
05.09.2019

Priority:
(22) Date of filing: **13.04.2018**

(45) Date of publication: **05.09.2019** Bull. № **25**

Mail address:
347923, Rostovskaya obl., g. Taganrog, ul. Lomakina, 106a, kv. 12, Durov Dmitrij Sergeevich

(72) Inventor(s):
Durov Dmitrij Sergeevich (RU)

(73) Proprietor(s):
Durov Dmitrij Sergeevich (RU)

(54) UNMANNED CONVERTIPLANE ROCKET CARRIER AND METHOD FOR USE THEREOF

(57) Abstract:

FIELD: aviation.

SUBSTANCE: invention relates to aircraft engineering, particularly, to designs and methods of using unmanned aerial vehicles to combat sea targets. Unmanned convertiplane rocket carrier (UCRC) comprises fuselage, bearing wing with tail unit, engine, onboard control system providing autonomous (AC) and remote control from command post, on-board power supply. UCRC is equipped with two-rotary transverse bearing system (TBS), including two single-blade rotors (SBR) with shaped counterweights mounted on the ends of the sweep of forward swept wing (FSW) and providing creation of vertical thrust only at vertical and short take-off/landing or in transition modes of flight. UCRC is also equipped with two turbojets in common stern nacelle. Air intake inlet device has controlled different-sized flaps arranged under the lower or above the upper inclined channel of the air duct so that the greater one of them deflects into the channel and the smaller one deviates into the outside of the fuselage. depending on flight speed.

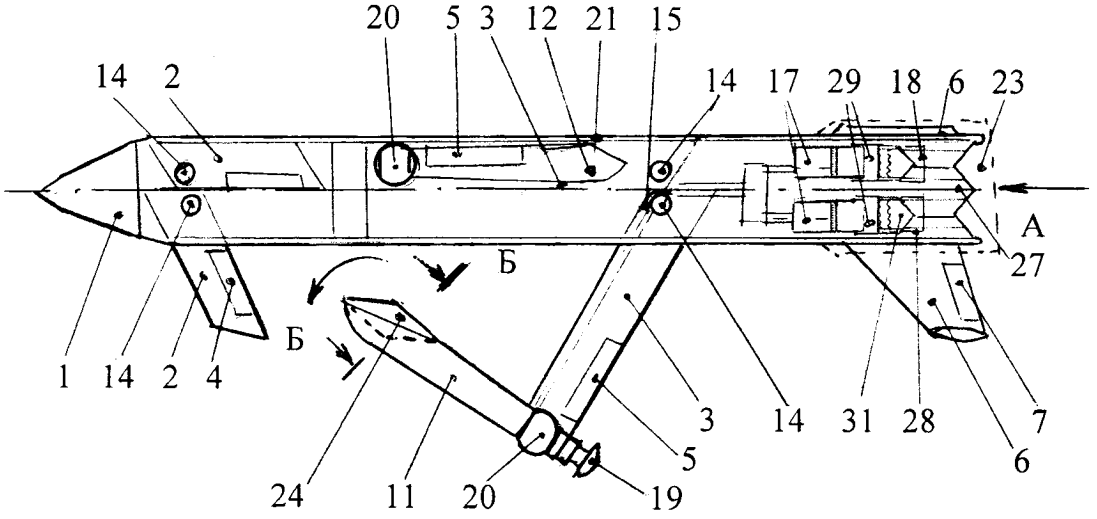
EFFECT: higher probability of destruction of surface or underwater targets located at long range.

5 cl, 4 dwg, 1 tbl

RU 2699514 C1

RU 2699514 C1

б)



Фиг. 1

RU 2699514 C1

RU 2699514 C1

Изобретение относится к средствам военной техники и может быть применено в конструкции беспилотных самолетов-вертолетов-ракетоносцев корабельного или воздушного базирования, имеющих на концах крыла обратной стреловидности (КОС) несущие винты (НВ), обеспечивающие вертикальный и короткий взлет/посадку (ВВП и КВП), и турбореактивные двигатели с управляемым вектором тяги для горизонтального полета при втянутых телескопических противовесов однолопастных НВ, лопасти-крылья которых зафиксированы с углом χ=-26° обратной стреловидности по передней их кромке так, что с передним горизонтальным оперением (ПГО) в продольной компоновке триплана над среднерасположенным КОС образуют схему биплан с возможностью свободного вращения НВ над консолями КОС и перед бортами фюзеляжа, имеющего в бомбоотсеке авиационные ракеты, но и трансформируемых после их посадки на корабль-носитель (КН) в походную конфигурацию посредством соответствующего складывания консолей ПГО, КОС, лопастей-крыльев НВ и килей V-образного оперения для их перевозки в ангаре на ложементе заправляющей топливом и заряжающей боекомплектом станции, например, КН с вертолетной площадкой.

Известен самолет вертикального взлета и посадки (СВВП) мод. S-57 компании Sikorsky (США) проекта XV-2, имеющий высокорасположенное крыло, останавливаемый и убираемый в продольный отсек верхней части фюзеляжа однолопастной НВ с противовесом, снабженный реактивным соплом, струйной системой и воздуховодом от турбореактивного двигателя (ТРД) силовой установки (СУ), содержит подкрыльное двухкилевое хвостовое оперение и трехопорное убирающееся колесное шасси.

Признаки, совпадающие - наличие ниши в верхней части фюзеляжа с НВ, создающим только вертикальную тягу, имеющим струйную систему с воздуховодом, проложенным внутри колонки вала НВ и обеспечивающим равномерный отбор мощности ТРД, воздух которого, направляясь к реактивному соплу НВ, будет его вращать и создавать подъемную силу. Особенностью конструкции СВВП проекта XV-2 - концепция Control Circulation Rotor (CCR), т.е. ротор с регулируемой циркуляцией и неподвижное его размещение в фюзеляже: при переходе в самолетный режим полета останавливался однолопастной НВ, имеющий узлы складывания колонки вала и фиксирования лопасти, которые укладывались по оси симметрии в нишу фюзеляжа.

Причины, препятствующие поставленной задаче: первая - это то, что размещение на верхней части фюзеляжа останавливаемого и убираемого НВ, имеющего автомат перекоса его лопасти с управлением его общего и циклического изменения его шага, что предопределяет конструктивно сложную складываемую колонку его вала и противовес с воздуховодами, что усложняет конструкцию и уменьшает надежность, но и значительно увеличивает габаритные размеры по высоте с вращающимся НВ. Вторая - это то, что диаметр НВ ограничен длиной фюзеляжа и как, следствие, при висении поток от НВ, обдувая консоли крыла и создавая значительную общую потерю ($\approx$34%) в вертикальной их тяге, затормаживается и большие скорости потока отбрасываемого от них предопределяют образование вихревых колец, которые на низких скоростях снижения могут резко уменьшать силу тяги НВ и создавать ситуацию неуправляемого падения, что снижает стабильность управления и безопасность. Третья - это то, что однодвигательная СУ включает ТРД избыточной мощности, используемой при выполнении ВВП на 100%, что весьма снижает наработку на отказ и надежность, особенно, при его отказе, а расположение под дельтовидным крылом вертикальных килей, имеющих на их законцовках обтекатели с задними колесами шасси, что предопределяет, повышая аэродинамическое сопротивление, ограничения в достижении скорости до 745 км/ч. Все это также ограничивает возможность уменьшения массы

конструкции планера с однолопастным НВ, имеющим автомат перекоса, а также дальнейшего улучшения весовой отдачи и повышения полезной нагрузки.

Известен экспериментальный самолет модели AD-1 (Ames Dryden) с крылом асимметрично изменяемой стреловидности корпорации Ames (США) содержит высокорасположенное крыло, смонтированное на поворотном в горизонтальной плоскости шарнире для изменения противоположной стреловидности его консолей, фюзеляж с развитым хвостовым оперением и трехопорным убирающимся колесным шасси.

Самолет Ames AD-1 с крылом асимметрично изменяемой стреловидности (КАИС) и удельной нагрузкой на крыло 113 кг/м^2, имеет длину фюзеляжа 10,0 м и высоту на шасси 2,06 м, а также размах крыла при стреловидности 60°/0° соответственно 4,93/9,86 м и площадь крыла 8,64 м^2. При взлетной массе 973 кг масса пустого составит 658 кг и реактивной тяге двух ТРД Microturbo TRS18-046 2x1,8 кН. Известные самолеты с изменяемой стреловидностью крыла имеют ряд недостатков, основными из которых являются: смещение аэродинамического фокуса при изменении стреловидности, что приводит к увеличению балансировочного сопротивления; возрастание массы конструкции из-за наличия силовой балки и закрепляемых на ней поворотных шарниров консолей, а также уплотнителей убранного положения крыла. Оба недостатка приводят в конечном итоге к уменьшению дальности полета или массы перевозимой полезной нагрузки. Испытания самолет с КАИС показали, что лобовое сопротивление уменьшится на 11-20%, масса конструкции - на 14%, волновое сопротивление при полете на сверхзвуковых скоростях - на 26%. Однако применение КАИС влечет за собой и ряд недостатков. Во-первых, при большом угле 45° стреловидности консоль с прямой стреловидностью имеет больший эффективный угол атаки, чем консоль с обратной стреловидностью, что приводит к асимметрии лобового сопротивления и, как следствие, к возникновению паразитных разворачивающих моментов по крену, тангажу и рысканию. Во-вторых, для КАИС характерны вдвое больший рост толщины пограничного слоя вдоль размаха, и любой несимметричный срыв потока вызывает интенсивные возмущения, а их устранение может быть осуществлено путем использования крыльев с обратной стреловидностью в схеме биплан.

Наиболее близким к предлагаемому изобретению является противолодочный ракетный комплекс (ПЛРК) "Super Icara" (Великобритания), используемый с пускового устройства (ПУ) корабля- или истребителя-носителя (КН или ИН) одноразовую крылатую ракету-носитель (ОКРН), имеющую фюзеляж, несущее крыло с хвостовым оперением, турбореактивный двигатель, бортовую систему управления (БСУ), обеспечивающую автономное (АУ) и дистанционное (ДУ) или телемеханическое управление (ТМУ) с командного пункта (КП) КН, бортовой источник питания, отделяемую авиационную противолодочную ракету (АПР), состыкованную посредством узла отделения с ОКРН и предназначенную для поражения подводной лодки (ПЛ).

Признаки, совпадающие - габариты ОКРН без корабельного ПУ: длина 3,42 м, размах крыльев 1,52 м, высота 1,57 м. Боевая часть: малогабаритная самонаводящаяся противолодочная торпеда (Мк 44 или Мк 46). Летные характеристики: максимальная и минимальная высота полета соответственно 300 м и 15-20 м. Ввиду значительного веса КР с торпедой Mk.44 составляющего 1480 кг (при массе в 13% целевой нагрузки - торпеды 196 кг, ее длине 2,57 м и диаметре 324 мм) и малых дальности 24 км и скорости полета 140-240 м/с, а боевой части (торпеды - 30 узлов и дальность хода 5 км).

Причины, препятствующие поставленной задаче: первая - это то, что пуск дозвукового ОКРН осуществлялся в направлении, максимально приближающем к цели

сбрасываемую торпеду. Данные о местоположении цели поступали от гидроакустической системы (ГАС) надводного корабля-носителя, другого корабля или противолодочного вертолета. На основании этой информации происходит постоянное обновление данных об оптимальной зоне сброса торпеды в компьютере системы управления стрельбой, который затем передавал их через радиокомандную систему управления на ОКРН в полете. По прибытии ОКРН в район нахождения цели торпеда (самонаводящаяся МГТ Мк 44, полу утопленная с подфюзеляжным ее расположением в корпусе ОКРН по радиокоманде отделялась, спускалась на парашюте, входила в воду и начинала поиск ПЛ-цели. После чего ОКРН продолжает полет с работающей СУ, уводя ее от места приводнения самонаводящейся МГТ, чтобы не создавать помех системе ее самонаведения. Сам же одноразовый ОКРН уходил из района и самоликвидировался.

Предлагаемым изобретением решается задача в указанном выше известном корабельном ОКРН "Super Icara" (Великобритания) увеличения целевой нагрузки и весовой отдачи, повышения скорости и дальности полета, увеличения вероятности поражения надводной, подводной и воздушной цели, расположенной на большой дальности, обеспечения барражирующего продолжительного полета в районе предполагаемого местонахождения цели, но и возможности атаковать ее в режиме зависания, а также возврата на вертолетную площадку КН для повторного использования и трансформации в походную конфигурацию для корабельного или воздушного базирования.

Отличительными признаками предлагаемого изобретения от указанного выше известного ПКРК "Super Icara", используемого с КН, наиболее близкого к нему, являются наличие того, что он оснащен как двухвинтовой поперечной несущей системой (ДПНС), включающей в ДПНС-Х2 два однолопастных несущих винта (НВ) с профилированными противовесами, смонтированных на концах крыла обратной стреловидности (КОС) и обеспечивающих создание вертикальной тяги только при вертикальном и коротком взлете/посадке (ВВП и КВП) или на переходных режимах полета, так и двумя бесфорсажными турбореактивными двухконтурными двигателями (ТРДД) в общей кормовой мотогондоле, входное устройство ее воздухозаборника имеет управляемые разновеликие створки, размещенные под нижним или над верхним наклонно образованным каналом воздуховода, так что большая из них отклоняется во внутрь канала, а меньшая - наружу фюзеляжа в зависимости от скорости полета и имеющими реактивные сопла с управлением вектора тяги (УВТ) в подъемно-маршевой системе (ПМС) и передний вывод продольных валов от их турбин для отбора мощности через муфту сцепления на главный редуктор ДПНС-Х2, имеющий выходные поворотные валы со спаренными карданными шарнирами (СКШ), вынесенными снаружи к оси симметрии от центральной оси узлов поворота консолей КОС, обеспечивающими посредством их поворота вперед по полету на угол χ=-64° в плоскости хорды КОС и размещения складывающихся по обе стороны от оси симметрии консолей КОС с зафиксированными соответствующими широкохордовыми лопастями-крыльями (ШЛК) НВ в центральной нише фюзеляжа, проложенные в носке консолей КОС и передающие крутящий момент на угловые редукторы левого и правого НВ, размещенные на режимах ВВП и зависания на концах КОС спереди по полету от центра масс на расстоянии обратно пропорциональном между приложения подъемной силы и вертикальной реактивной тяги соответственно поперечных НВ в ДПНС-Х2 и сопла с УВТ в ПМС-И2, но и выполненным по аэродинамической схеме продольного триплана, снабженного низко или высокорасположенным передним горизонтальным оперением (ПГО) с рулями высоты, среднерасположенным или высокорасположенным КОС как с клиновидным

профилем и внешними элеронами, так и соответственно с тянущими или толкающими НВ, смонтированными над или под консолями КОС, но и V-образным оперением с рулями направления на его стреловидных килях, отклоненных наружу от плоскости симметрии под углом 43°, и с возможностью преобразования полетной его конфигурации после выполнении технологии КВП или ВВП с винтокрыла или вертолета с ДПНС-Х2 и реактивной ПМС-R2 в соответствующий скоростной винтокрыл для барражирующего продолжительного полета или трансзвуковой самолет при максимальном или нормальном взлетном весе соответственно с ШЛК НВ, работающими на режимах близких к их авторотации или несущих их ШЛК с втянутыми телескопическими противовесами НВ, когда НВ остановлены и их ШЛК зафиксированы с углом обратной или прямой стреловидности χ=-26° или χ=+26° по передним их кромкам так, что левый и правый НВ, имеющие соответственно противоположное направление их вращения, например, против и по часовой стрелке и направлены во внутрь к оси симметрии вдоль консолей КОС в схеме биплан или спереди консолей КОС в схеме ромбовидной в плане системы КОС с ШЛК НВ, образуя соответствующую величину ее удлинения λ=3,15-4,03 для трансзвукового или барражирующего полета, увеличивая площадь и несущую способность КОС, но и обратно, при этом после вертикального взлета БСВР с вертолетной площадки КН либо после его пуска с внешней подвески ИН для самолетных режимов полета в конвертируемой системе несущих его поверхностей имеется возможность синхронного раскладывания наружу консолей КОС с ШЛК НВ и ПГО в плоскости соответствующих их хорд соответственно назад и вперед по полету на узлах поворота, размещенных в корневых частях возле соответственно передней и задней их кромок, смонтированных по обе стороны от оси симметрии с их консолями, размещенными в горизонтальной плоскости, но и укладываемых в соответствующие фюзеляжные боковые ниши в походно-транспортную/полетно-транспортную конфигурацию, уменьшающую в 6,19 раза стояночную площадь от взлетной его площади наравне и при поочередно сложенных консолей килей V-образного оперения вовнутрь, но и при соответствующем размещении лопастей НВ вдоль консолей КОС, причем как при корабельном базировании БСВР в походно-транспортной на шасси, так и воздушном его базировании с убранным шасси в полетно-транспортной конфигурациях, включающих втянутые телескопические противовесы его НВ, ШЛК которых зафиксированы их законцовками вдоль консолей КОС назад по полету и размещены над или под консолями КОС и наравне с консолями ПГО соответственно уложены в верхней центральной и нижней носовой боковых нишах фюзеляжа, имеющих с каждого его борта автоматически раскрываемые/закрываемые по две боковые створки, размещенные в соответствующих частях фюзеляжа на всю длину его ниш, обеспечивающей свободное в них укладывание консолей КОС с ШЛК НВ при втянутых их противовесах вперед по полету и консолей ПГО назад по полету с последующим закрыванием боковых створок для уменьшения аэродинамического сопротивления на внешней подвеске ИН, так и наравне наличия на вей длине хвостовой части фюзеляжа после складывания килей оперения сбрасываемого хвостового при виде сбоку клиновидного обтекателя, при этом кили V-образного оперения с двойным складыванием внутренних и внешних его секции, которые отклоняются соответственно вверх к оси симметрии и обратно вниз, размещаясь при этом вдоль верхних боковых сторон фюзеляжа, причем на режимах ВВП и зависания однолопастные НВ, обдувающие соответствующие консоли КОС, выполнены без управления циклического изменения их шага и с жестким креплением их лопастей и противовесов, но и создания от НВ полной компенсации реактивных крутящих моментов при противоположном

направлении вращения между левым и правым НВ, вращающимися при виде сверху так, что наступающие лопасти поперечных НВ, проходя от кормовой к носовой части перед соответствующими бортами фюзеляжа, создавая более плавное его обтекание воздушным потоком, уменьшают аэродинамическое сопротивление и потери в подъемной тяге НВ.

Кроме того, упомянутые ТРДД с УВТ имеют реактивные круглые сопла, создаваемые посредством их синхронного отклонения поперечным валом с гидроприводом в продольных вертикальных плоскостях, параллельно размещенных плоскости симметрии, на угол до 95° вниз или обратно вверх соответственно на режимах ВВП, зависания или горизонтального полета, смонтированы между хвостовых балок, снабженных снизу трапециевидными подфюзеляжными килями, размещенными при виде спереди вертикально вниз или наружу от плоскости симметрии, имеет на передних концах их законцовок ИК-излучатели и видеокамеры, используемые при ВВП, при этом упомянутые однолопастные НВ выполнены со ступенчатым профилем концевой части на одной третьей радиуса каждой с обратным сужением лопасти, имеющей концевую хорду лопасти в 2,0 раза больше ее корневой хорды и клиновидный профиль с углом $\alpha=10°$ и непрерывной нижней или верхней поверхностью, выполнен соответственно с верхним или нижним уступом-вырезом ромбовидной в плане формы, внешние выступающие стороны которой, имея вогнутые во внутрь задние кромки лопасти, создают в точке максимальной ее хорды (b_{maxHB}), совмещенной в уступе-вырезе с меньшей диагональю ромбовидной в плане формы, образующей как конфигурацию профиля ступеньки по ширине и глубине- это соответственно 1/2 от хорды b_{maxHB} и 2/3 от толщины c_{maxHB}, так и заостренную законцовку лопасти, имеющую параболическую переднюю кромку и обратной стреловидности заднюю кромку, причем внешние выступающие стороны ромбовидной в плане формы образуют равнобедренный треугольник в плане, выполняющий на лопастях с полужестким их креплением роль рулевых поверхностей, имеющих сервопривод и возможность на режимах ВВП и зависания их синхронного отклонения в вертикальной плоскости так, что при дифференциальном их отклонении вниз/вверх и вверх/вниз и прохождении при этом лопастей НВ с противоположных правой/левой сторон фюзеляжа, изменяют балансировку по крену соответственно влево и вправо, но и синфазном их отклонении вниз/вверх при прохождении лопастей НВ над кормовой частью фюзеляжа, изменяют балансировку по тангажу соответственно пикирующий и кабрирующий моменты, при этом упомянутые телескопические противовесы НВ имеют радиус ($r_{тп}$) во втянутом или выдвинутом положении соответственно равновеликий радиусу обтекателя втулки НВ, имеющего диаметрально размещенные срезы в виде круговых сегментов, хорды которых равновелики корневым хордам НВ и противовеса, или 30% от радиуса НВ, причем каждый противовес, имеющий корневую и концевую хорды соответственно равновеликую и в 1,2 раза меньше корневой хорды НВ, выполнен с концевой частью в виде ответного сегмента окружности с диаметром равновеликим обтекателю втулки НВ, сопрягаемого при его втягивании со срезом кругового сегмента втулки, образуя удобообтекаемую ее круглую в плане форму, при этом стреловидное ПГО, имеющее как меньшую его площадь, составляющую 18,36% от суммы площадей КОС и ШЛК НВ, так и в свою очередь меньшую площадь, составляющую 25,0% от площади КОС, причем скошенные боковые стороны верхней и нижней частей фюзеляжа, уменьшая эффективную площадь рассеивания, образуют шестигранную конфигурации при виде спереди с острыми боковыми линиями, непрерывно распространяющимися от носа до

хвоста, располагаясь под нижней поверхностью консолей КОС.

Кроме того, на режимах ВВП и зависания каждый упомянутый его ТРДД выполнен с элементами цифрового программного управления, сочетающего в двухрежимной системе регулирования и управления одновременный режим его работы как при отборе свободной мощности на привод НВ в ДПНС-Х2, так и при сбалансированном распределении остаточной реактивной тяги в ПМС-R2 между плоских сопел ТРДД, размещенных между килей V-образного оперения, позволяющего экранировать ТРДД с плоскими соплами, смонтированными сверху над гребенчатой поверхностью с термопоглощающим слоем хвостовой части фюзеляжа, имеющей между концами хвостовых балок пилообразную в плане заднюю ее кромку, при этом каждый упомянутый ТРДД с переходником 29, обеспечивающим как управление площадью критического и выходного многоугольных сечений его сопла в суживающейся или расширяющейся частях, так и плавное удобообтекаемое изменение его сечения с круглого сопла на шестигранное и затем на пятигранное плоское сопло, снабженное и нижней граненной стенкой 30, имеющей при виде сзади V-образную конфигурацию, и верхней створкой 31, состоящей из синхронно отклоняемых между вертикальных боковых стенок 28 вниз двух ее частей прямоугольной 32 и пятиугольной 33 формы в плане соответственно на углы 22,5° и 22,5°, но и вокруг первой 34 и второй 35 поперечных осей так, что в нижнем положении задняя кромка верхней створки 31 соприкасается с нижней граненной стенкой 30, имеющей как угол при ее вершине равновеликий углу V-образной задней кромке верхней створки 31, так и на ее V-образных гранях люк с двумя прямоугольными в плане передними 36 и двумя трапециевидными в плане задними 37 разновеликими по площади створками, имеющими на противоположных сторонах пятиугольного в плане люка узлы поворота, создающие автоматическое синхронное отклонение отвесно вниз с одновременным поворотом вниз верхней створки 31 так, что две передние меньшие 36 из них отклоняются по полету, а две задние большие 37 - против полета, образующие с незамкнутыми передней и задней боковыми поверхностями пятиугольный люк-сопло (ПЛС), которое, имея площадь и ширину равновеликие переходнику 29 сопла пятигранной формы, создает соответствующее отклонение вектора реактивной тяги с горизонтального на вертикальное, но и обратно, при этом диагонально расположенная пара передней прямоугольной 36 и трапециевидной в плане 37 створок, размещенных на гранях нижней стенки 30 каждого ТРДД, имеющих на нижних их сторонах треугольные 38 при виде сзади концевые части, выполненные с отгибом, угол которого равновелик углу между граней нижней стенки 30 и создающие при их первоочередном отклонении вниз перед открыванием диагонально размещенных других плоских прямоугольной 36 и трапециевидной в плане 37 створок непрерывные переднюю и заднюю боковые поверхности нижнего ПЛС, причем для образования непрерывкой левой и правой боковых поверхностей ПЛС нижняя двухслойная его створка 30 снабжена нижними продольными трапециевидными створками 39, синхронно открывающимися вниз перед парой поперечных диагонально расположенных прямоугольной 36 и трапециевидной 37 створок ПЛС, при этом синхронное отклонение прямоугольной 32+с пятиугольной 33 частей верхней створки 31 вниз на 22,5°+7,5° или 22,5°+22,5° с одновременным открыванием попарно трапециевидных створок 39 ПЛС, затем вниз его створок по полету 36 или против 37, образуя их наклон к горизонтали под углом 45°, обеспечивают возможность выполнения короткого взлета или посадки с коротким пробегом соответственно посредством создания наклонно-горизонтальной реактивной тяги или реверса горизонтальной тяги, причем снизу хвостовой части фюзеляжа под гребенчатой

поверхностью вдоль оси симметрии размещен обтекатель, имеющий на его конце отсек с выдвижной штангой магнитометра и в нижней его нише с открываемыми створками опускаемую лебедкой и буксируемую на тросе под водой антенну гидроакустической станции при барражирующем его полете, при этом после режима вертикального взлета и зависания при переходе на самолетные режимы полета с работающими ТРДД, создающими реактивную тягу, два НВ в ДПНС-Х2, отключенных от привода трансмиссии, снабжены возможностью обеспечивать два способа реализации горизонтального полета как барражирующего малоскоростного полета с авторотирующими двумя НВ, так и транс- или сверхзвукового крейсерского полета с зафиксированным каждым ШЛК НВ над соответствующей консолью КОС, причем в полетной конфигурации крылатого автожира с авторотирующим НВ при барражирующем полете БСВР, несущего АПР и противокорабельную ракету (ПКР), обеспечивает соответствующую борьбу с подводной лодкой (ПЛ) и надводным кораблем (НК), при этом опускаемая гидроакустическая система, состоящая из индикатора акустических сигналов и двух приемников для их приема от гидроакустического антенны, их кодирования и передачи по восьмиканальной закрытой связи на КН для обработки в реальном масштабе времени, и высокочувствительным магнитометром, имеющим магниточувствительный элемент, работающий на расстоянии 30 м от водной поверхности, и связанным с БСУ БСВР, предусматривающей выдачу команд на включение в расчетной точке магнитометра и на управление после срабатывания магнитометра при обнаружении ПЛ-цели, но и регистрации в запоминающем устройстве БСУ координат точки обнаружения ПЛ-цели при передаче на КН и его КП, причем БСУ имеет как радиоканал закрытой связи с КН, представляющим собой авианесущий КН, так и радиолокационную станцию с передатчиком команд, оптико-электронную систему с двухканальным автоматом сопровождения цели и вычислительную систему с блоком автоматики многофункционального пульта управления, обеспечивающего при горизонтальном крейсерском полете самостоятельное нахождение ПЛ-цели, идентификации ее и принятие подтвержденного решения от оператора КН об уничтожении им выбранных, но и возможность его транспортирования в ангаре КН и походной его конфигурации со сложенными соответствующим образом ПГО, КОС и упомянутых ШЛК НВ, при этом планер с внутренними отсеками вооружения выполнен из алюминиево-литиевых сплавов и композиционных материалов по малозаметной технологии с радиопоглощающим покрытием, а его БСУ снабжена возможностью опционального его управления пилотами из двухместной кабины, имеющей катапультируемые в верхнюю полусферу кресла, размещенные один за другим и срабатывающие на режимах ВВП и зависания поочередно, но и его использования в составе авиационной группы в качестве головного совместно с двумя беспилотными аналогичными аппаратами, один из которых, являясь ведомым, автоматически повторяет маневры головного, а другой - управляется вторым пилотом с головного, а затем и наоборот.

Способ применения БСВР корабельного базирования на авианесущем КН с вертолетной площадкой, заключающийся в том, что ПЛ-цель или НК-цель обнаруживают в условиях наблюдения за ними в пассивном режиме работы гидроакустической станции БСВР или гидроакустического комплекса КН, когда дистанция до подводной или надводной цели, находящейся на значительном удалении от КН, известна ориентировочно, выдают на БСВР, несущий две АПР или две ПКР, данные первичного целеуказания, в том числе только пеленг на ПЛ-цель или НК-цель, выполняют предстартовую подготовку и проверку АПР или ПКР, вводят в БСУ БСВР

полетное задание и после автоматической выкатки стола-спутника на ГВПП, обеспечивается вертикальный взлет БСВР, управляют им на стартовом и маршевом участках траектории с использованием его БСУ и в дистанционном исполнении по командам от системы ТМУ с КН, удерживают маршевую малую высоту полета БСВР, обеспечивающую обнаружение ПЛ-цели на глубине до 600 м, по команде БСУ осуществляют поиск цели после включения магнитометра на заданном маршруте барражирующего кругового полета, с обнаружением ПЛ-цели в БСУ вырабатывают команду и выполняют маневр БСВР для сброса АПР, передают сигнал об обнаружении цели с ее координатами по системе взаимного обмена информацией (ВЗОИ) с первой АПР через БСУ БСВР на другую АПР залпа, рассчитывают маневр для сброса второй АПР в зоне захвата ПЛ-цели неконтактной системой обнаружения (НСО) первой АПР, в случае непопадания точки сброса АПР в эту зону или в соответствии с заданием рассчитывают круговой маневр с применением системы наведения БСВР с адаптивным углом упреждения его на ПЛ-цель, который автоматически определяется при сближении с ПЛ-целью и корректирует требуемый разворот БСВР для сброса второй АПР в расчетной точке и затем выполняют маневр БСВР для сброса второй АПР, при получении сигнала от другой АПР залпа об обнаружении и захвате ПЛ-цели выполняют ее совместную атаку путем сближения АПР на дистанцию срабатывания их неконтактных взрывателей или до момента столкновения АПР с корпусом ПЛ-цели, подрывают взрывчатое вещество боевой части каждой АПР и поражают ПЛ-цель, после чего в БСУ БСВР вырабатывают команды по его управлению для автоматического возврата и вертикальной посадки на вертолетную площадку авианесущего КН.

Способ применения БСВР воздушного базирования на палубном ИН типа Су-57, заключающийся в том, что в ходе перемещения на подвесной консоли под фюзеляжного ПУ одного БСВР со сложенными несущими поверхностями, лопастями-крыльями НВ и в бомбоотсеке с двумя ПКР Х-38М имеет возможность пуска ПКР с подвешенного состояния на ИН, отстыковывания и запуска БСВР с ИН для создания буферной роботизированной авиазоны между ИН и ПВО НК-цели, увеличивающей радиус действия ПКР Х-38М с 40 до 400 км, при этом после отстыковывания БСВР от ИН происходит сбрасывание хвостового его обтекателя, затем после открывания створок ниш фюзеляжа синхронно раскладываются консоли ПГО, КОС с ШЛК НВ и килей V-образного оперения и фиксируются в конфигурацию трансзвукового самолета с последующим закрыванием створок ниш фюзеляжа, после чего запускаются его двигатели и осуществляется заданный полет, причем радаром типа Н036 с ИН обеспечивается целеуказание, а управление БСВР - вторым пилотом ИН, используя маловысотный профиль полета и систему самообороны - станцию активных электронных помех, при этом при достижении области, из которой будет поражена НК-цель, БСВР произведет залп или поочередный запуск ПКР с коррекцией ошибки, накопленной комбинированной инерциальной системой управления по данным приемника сигналов спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС, на конечном участке полета ПКР используется инфракрасная головка ее самонаведения и программно-аппаратные средства автономного распознавания целей, затем БСВР на удалении 1450 км автоматически возвращается на авианосец-носитель с вертикальной на его палубу посадкой.

Благодаря наличию этих признаков, которые позволят освоить летающий робот-носитель ракет (БСВР), оснащенный как двухвинтовой поперечной несущей системой (ДПНС), включающей в ДПНС-Х2 два однолопастных несущих винта (НВ) с

профилированными противовесами, смонтированных на концах крыла обратной стреловидности (КОС) и обеспечивающих создание вертикальной тяги только при вертикальном и коротком взлете/посадке (ВВП и КВП) или на переходных режимах полета, так и двумя бесфорсажными турбореактивными двухконтурными двигателями (ТРДД) в общей кормовой мотогондоле, входное устройство ее воздухозаборника имеет управляемые разновеликие створки, размещенные под нижним или над верхним наклонно образованным каналом воздуховода, так что большая из них отклоняется во внутрь канала, а меньшая - наружу фюзеляжа в зависимости от скорости полета и имеющими реактивные сопла с управлением вектора тяги (УВТ) в подъемно-маршевой системе (ПМС) и передний вывод продольных валов от их турбин для отбора мощности через муфту сцепления на главный редуктор ДПНС-Х2, имеющий выходные поворотные валы со спаренными карданными шарнирами (СКШ), вынесенными снаружи к оси симметрии от центральной оси узлов поворота консолей КОС, обеспечивающими посредством их поворота вперед по полету на угол χ=-64° в плоскости хорды КОС и размещения складывающихся по обе стороны от оси симметрии консолей КОС с зафиксированными соответствующими широкохордовыми лопастями-крыльями (ШЛК) НВ в центральной нише фюзеляжа, проложенные в носке консолей КОС и передающие крутящий момент на угловые редукторы левого и правого НВ, размещенные на режимах ВВП и зависания на концах КОС спереди по полету от центра масс на расстоянии обратно пропорциональном между приложения подъемной силы и вертикальной реактивной тяги соответственно поперечных НВ в ДПНС-Х2 и сопла с УВТ в ПМС-R2, но и выполненным по аэродинамической схеме продольного триплана, снабженного низко или высокорасположенным передним горизонтальным оперением (ПГО) с рулями высоты, среднерасположенным или высокорасположенным КОС как с клиновидным профилем и внешними элеронами, так и соответственно с тянущими или толкающими НВ, смонтированными над или под консолями КОС, но и V-образным оперением с рулями направления на его стреловидных килях, отклоненных наружу от плоскости симметрии под углом 43°, и с возможностью преобразования полетной его конфигурации после выполнении технологии КВП или ВВП с винтокрыла или вертолета с ДПНС-Х2 и реактивной ПМС-R2 в соответствующий скоростной винтокрыл для барражирующего продолжительного полета или трансзвуковой самолет при максимальном или нормальном взлетном весе соответственно с ШЛК НВ, работающими на режимах близких к их авторотации или несущих их ШЛК с втянутыми телескопическими противовесами НВ, когда НВ остановлены и их ШЛК зафиксированы с углом обратной или прямой стреловидности χ=-26° или χ=+26° по передним их кромкам так, что левый и правый НВ, имеющие соответственно противоположное направление их вращения, например, против и по часовой стрелке и направлены во внутрь к оси симметрии вдоль консолей КОС в схеме биплан или спереди консолей КОС в схеме ромбовидной в плане системы КОС с ШЛК НВ, образуя соответствующую величину ее удлинения λ=3,15-4,03 для трансзвукового или барражирующего полета, увеличивая площадь и несущую способность КОС, но и обратно, при этом после вертикального взлета БСВР с вертолетной площадки КН либо после его пуска с внешней подвески ИН для самолетных режимов полета в конвертируемой системе несущих его поверхностей имеется возможность синхронного раскладывания наружу консолей КОС с ШЛК НВ и ПГО в плоскости соответствующих их хорд соответственно назад и вперед по полету на узлах поворота, размещенных в корневых частях возле соответственно передней и задней их кромок, смонтированных по обе стороны от оси симметрии с их консолями, размещенными в горизонтальной плоскости, но и укладываемых в соответствующие

фюзеляжные боковые ниши в походно-транспортную/полетно-транспортную конфигурацию, уменьшающую в 6,19 раза стояночную площадь от взлетной его площади наравне и при поочередно сложенных консолей килей V-образного оперения вовнутрь, но и при соответствующем размещении лопастей НВ вдоль консолей КОС, причем как при корабельном базировании БСВР в походно-транспортной на шасси, так и воздушном его базировании с убранным шасси в полетно-транспортной конфигурациях, включающих втянутые телескопические противовесы его НВ, ШЛК которых зафиксированы их законцовками вдоль консолей КОС назад по полету и размещены над или под консолями КОС и наравне с консолями ПГО соответственно уложены в верхней центральной и нижней носовой боковых нишах фюзеляжа, имеющих с каждого его борта автоматически раскрываемые/закрываемые по две боковые створки, размещенные в соответствующих частях фюзеляжа на всю длину его ниш, обеспечивающей свободное в них укладывание консолей КОС с ШЛК НВ при втянутых их противовесах вперед по полету и консолей ПГО назад по полету с последующим закрыванием боковых створок для уменьшения аэродинамического сопротивления на внешней подвеске ИН, так и наравне наличия на вей длине хвостовой части фюзеляжа после складывания килей оперения сбрасываемого хвостового при виде сбоку клиновидного обтекателя, при этом кили V-образного оперения с двойным складыванием внутренних и внешних его секции, которые отклоняются соответственно вверх к оси симметрии и обратно вниз, размещаясь при этом вдоль верхних боковых сторон фюзеляжа, причем на режимах ВВП и зависания однолопастные НВ, обдувающие соответствующие консоли КОС, выполнены без управления циклического изменения их шага и с жестким креплением их лопастей и противовесов, но и создания от НВ полной компенсации реактивных крутящих моментов при противоположном направлении вращения между левым и правым НВ, вращающимися при виде сверху так, что наступающие лопасти поперечных НВ, проходя от кормовой к носовой части перед соответствующими бортами фюзеляжа, создавая более плавное его обтекание воздушным потоком, уменьшают аэродинамическое сопротивление и потери в подъемной тяге НВ. Все это позволит уменьшить вес планера, особенно, воздушного базирования БСВР, выполненного по малозаметной технологии с радиопоглощающими материалами, увеличить взлетный вес на 15% либо дальность полета на 25% при сохранении взлетного веса, улучшить весовую отдачу, повысить вероятность поражения ПЛ-цели и эффективность ПЛО при барражирующем полете в конфигурации крылатого автожира со скоростью 250 км/ч в составе авиационной группы БСВР корабельного базирования, особенно, с опционально пилотируемым головным БСВР, несущим по одной АПР-3МЭ и ПКР типа Х-35УЭ и используемым с вертолетной площадки авианесущего КН совместно с аналогичным БСВР, управляемым с палубного головного БСВР.

Предлагаемое изобретение предпочтительного БСВР с ПГО, среднерасположенным КОС, однолопастными НВ в ДПНС-Х2 и бесфорсажными ТРДД с УВТ плоских их сопел в ПМС-R2, размещенных сверху хвостовой части фюзеляжа над термопоглощающей гребенчатой его поверхностью, иллюстрируется на фиг. 1 и общих видах сбоку, сверху и сзади соответственно а), б) и в), но и г) с расположением плоского сопла ТРДД с передней парой прямоугольных в плане створок 36 в двух проекциях:

а) в полетной конфигурации винтокрыла КВП с КОС, низко расположенным ПГО и V-образным оперением при отклонении в плоских соплах 18 верхних створок 31 вниз на угол 30° и передней пары поперечных створок 36 вниз на угол 45° с продольными створками 39 отвесно вниз в двух ТРДД, приводящих поперечные НВ;

б) в полетной конфигурации трансзвукового самолета с ТРДД и УВТ плоских их сопел, зафиксированными ШЛК НВ под консолями КОС с разнонаправленной их стреловидностью χ=+26° и χ=-26° в продольной схеме триплан, но и условном размещении правых уложенных консолей ПГО, КОС и киля V-образного оперения;

в) в полетной конфигурации самолета ВВП с реактивными плоскими соплами с УВТ, создающими вертикальную реактивную тягу ТРДД наравне с подъемной силой, создаваемой НВ и с условным размещением уложенных килей V-образного оперения.

Малозаметный БСВР корабельного или воздушного базирования на КН или ИН, представленный на фиг. 1, выполнен по аэродинамической схеме продольного триплана, концепции ДПНС-Х2 с ПМС-R2 и планером из композитного углепластика, содержит фюзеляж 1, имеющий низко расположенное стреловидное ПГО 2 и средне-расположенное КОС 3, снабженные соответственно рулями высоты 4 и внешними элеронами 5, но и кили 6 с рулями направления 7 V-образного оперения, имеющего под фюзеляжные кили 8, на законцовках которых размещены видеокамеры 9 и ИК-излучатели 10. Консоли КОС 3 совместно с ШЛК 11-12 НВ и консоли ПГО 2 синхронно раскладываются из боковых ниш 13 (см. фиг. 1*а*) фюзеляжа 1 в плоскости соответствующих их хорд на узлах поворота 14, размещенных в корневых частях возле передней и задней кромки КОС 3 и ПГО 2 соответственно и смонтированных соответственно по обе стороны от оси симметрии за узлами СКШ 15. Развитое V-образное оперение 6 смонтировано на разнесенных хвостовых балках 16, между которых установлены ТРДД 17 со скошенными назад плоскими соплами 18 в ПМС-R2 с УВТ (см. фиг. 1б). Левая 11 и правая 12 ШЛК однолопастных НВ, имеющих отдельный привод от угловых редукторов на концах КОС 3 (на фиг. 1 не показан), обеспечивающих после выдвижения телескопических противовесов 19 НВ (см фиг. 1*а*) из обтекателей втулок 20 левого 11 и правого 12 НВ 11-12 возможность их вращения на режимах ВВП и зависания в противоположном направлению, например, против и по часовой стрелке (см. фиг. 1б). На винтокрылых режимах барражирующего полета зафиксированные ШЛК 11-12 НВ при втянутых противовесах 19 в обтекатели их втулок 20 с положительным углом стреловидности χ=+26°, которые, образуя ромбовидную в плане систему крыльев ШЛК 11-12 с КОС 3 (см. фиг. 1б), находятся спереди КОС 3 с углом χ=-26° обратной стреловидности его консолей. При этом в полетной конфигурации транс- сверхзвукового самолета ШЛК 11-12 НВ располагаются в зафиксированном положении над и вдоль консолей среднерасположенного КОС 3, организуя симметричные поверхности ШЛК 11-12 НВ с консолями КОС 3 относительно оси симметрии (см. фиг. 1в) в аэродинамической схеме самолет-биплан. Консоли КОС 3 с ШЛК 11-12 однолопастных НВ, имеющих возможность их совместного укладывания после втягивания противовесов 19 в обтекатели втулок 20 НВ 11-12, в боковые ниши 13 фюзеляжа 1 наряду с консолями ПГО 2 в боковые ниши 13, имеющие соответственно по две автоматические открываемые/закрываемые боковые верхние 21 и нижние 22 створки. Сбрасываемый хвостовой клиновидный при виде сбоку обтекатель 23 охватывает сложенные кили 6. В ДПНС-Х2 ШЛК 11-12 НВ выполнены без автоматов перекоса с полужестким креплением их лопастей и возможностью создания от НВ 11-12 полной компенсации реактивного крутящего момента при противоположном направлении их вращения (см фиг. 1б). Концевые части ШЛК 11-12 НВ, имея клиновидные профили лопастей с непрерывной верхней их поверхностью (см. на фиг. 1 вид Б-Б), выполнены с нижним уступом-вырезом ромбовидной в плане формы, внешние выступающие стороны которой образуют равнобедренный треугольник в плане, выполняющий на ШЛК 11-12 НВ роль элевонов 24 с сервоприводом, изменяющих

продольно-поперечную балансировку на режимах ВВП и зависания.

Комбинированная СУ выполнена с отбором мощности от ТРДД и возможностью плавного перераспределения и передачи мощности от ТРДД на главный редуктор НВ 11-12 и ПМС-R2 (на фиг. 1 не показаны) соответственно 65% и 35% от мощности СУ при выполнении ВВП, зависания или горизонтального полета БСВР. Подъемно-маршевые ТРДД смонтированы в кормовой мотогондоле, входное устройство ее воздухозаборника снабжено управляемыми разновеликими створками, размещенными под нижним наклонно образованным каналом воздуховода, так что большая 25 из них отклоняется во внутрь канала, а меньшая 26 - наружу, оснащены для режима ВВП и зависания системой УВТ с плоскими соплами 18, установленными сверху хвостовой части фюзеляжа 1 над гребенчатой поверхностью 27 с термопоглощающим слоем, имеющими две неподвижные вертикальные боковые стенки 28 сопла 18. Каждое плоское сопло 18 бесфорсажного ТРДД 17 снабжено переходником 29, обеспечивающим как управление площадью критического и выходного многоугольных сечений его сопла в суживающейся или расширяющейся частях, так и плавное удобообтекаемое изменение его сечения с круглого сопла на шестигранное и затем на пятигранное плоское сопло, снабженное и нижней граненной стенкой 30, имеющей при виде сзади V-образную конфигурацию, и верхней створкой 31, состоящей из синхронно отклоняемых между вертикальных боковых стенок 28 вниз двух ее частей прямоугольной 32 и пятиугольной 33 формы в плане соответственно на углы 22,5° и 22,5°, но и вокруг первой 34 и второй 35 поперечных осей так, что в нижнем положении задняя кромка верхней створки 31 соприкасается с нижней граненной стенкой 30, имеющей как угол при ее вершине равновеликий углу V-образной задней кромке верхней створки 31, так и на ее V-образных гранях люк с двумя прямоугольными в плане передними 36 и двумя трапециевидными в плане задними 37 разновеликими по площади створками, имеющими на противоположных сторонах пятиугольного в плане люка узлы поворота, создающие автоматическое синхронное отклонение отвесно вниз с одновременным поворотом вниз верхней створки 31 так, что две передние меньшие 36 из них отклоняются по полету, а две задние большие 37 - против полета, образующие с незамкнутыми передней и задней боковыми поверхностями пятиугольный люк-сопло (ПЛС), которое, имея площадь и ширину равновеликие переходнику 29 сопла пятигранной формы, создает соответствующее отклонение вектора реактивной тяги с горизонтального на вертикальное, но и обратно. Диагонально расположенная пара передней прямоугольной 36 и трапециевидной в плане 37 створок, размещенных на гранях нижней стенки 30 каждого ТРДД, имеющих на нижних их сторонах треугольные 38 при виде сзади концевые части, выполненные с отгибом, угол которого, образуя (см. рис. 1г) непрерывные боковые поверхности, равновелик углу между граней нижней створки 30 и создающие при их первоочередном отклонении вниз перед открыванием диагонально размещенных других плоских прямоугольной 36 и трапециевидной в плане 37 створок непрерывные переднюю и заднюю боковые поверхности нижнего ПЛС. Для образования непрерывкой левой и правой боковых поверхностей ПЛС нижняя двухслойная его створка 30 снабжена нижними продольными трапециевидными створками 39, синхронно открывающимися вниз перед парой поперечных диагонально расположенных прямоугольной 36 и трапециевидной 37 створок ПЛС.

Управление палубным БСВР обеспечивается общим и дифференциальным изменением шага НВ 11-12 и отклонением рулей высоты 4, элеронов 5 и рулей направления 7. При крейсерском полете подъемная сила создается ПГО 2 с ромбовидной в плане системой крыльев КОС 3 и ШЛК 11-12 НВ (см. фиг. 1б), маршевая реактивная тяга - каждым

ТРДД 17 через сопло 18 при открытой верхней створке 31 и закрытых нижних двух передних 36 и двух задних 37 створок, на режиме висения - НВ 11-11 и каждым ТРДД 17 через сопло 18 при закрытой створке 31 и открытых двух передних 36 и двух задних 37 створок, на режиме перехода - ПГО 2 с КОС 3, НВ 11-12 и двумя ТРДД 17 с УВТ. После создания подъемной тяги НВ 11-12 и ПМС-R2 обеспечиваются режимы ВВП и зависания (см. рис. 1а). При синфазном отклонении элевонов 24 с сервоприводом (см. фиг. 1б) НВ 17-18 вверх и вниз и прохождении при этом лопастей НВ над передней и кормовой частью фюзеляжа 1, изменяя балансировку по тангажу, создают соответственно кабрирующий и пикирующий моменты, так и дифференциальном их отклонении вниз/вверх и вверх/вниз при прохождении лопастей 11-12 НВ слева и справа от соответствующих сторон фюзеляжа 1, изменяют балансировку по крену. На режимах ВВП и зависания БСВР путевое управление осуществляется изменением крутящих моментов при работе поперечных НВ 11-12. Для перехода на самолетный горизонтальный режим полета после вертикального взлета и набора высоты противовесы 19 лопастей 11-12 НВ синхронно втягиваются в обтекатели втулок 20, организуя симметричные поверхности ШЛК 11-12 НВ относительно оси симметрии, фиксируются их ШЛК 11-12 вдоль консолей КОС 3 для транс- или сверхзвукового полета с углом χ=-26° обратной стреловидности по передней кромке лопастей НВ, образуя над консолями КОС 3 с аналогичной выше стреловидностью систему крыльев биплан (см. фиг. 1в). При создании реактивной тяги ТРДД плоскими соплами 18 производится транс- или сверхзвуковой крейсерский полет БСВР, при котором путевое управление обеспечивается рулями направления 7. Продольное и поперечное управление при этом осуществляется синфазным и дифференциальным отклонением соответственно рулей высоты 4 ПГО 2 и элеронов 5 КОС 3.

Таким образом, малозаметный БСВР с ДПНС-Х2 и ПМС-R2, имеющий однолопастные НВ и ТРДД с УВТ плоских сопел, представляет собой СВВП, который изменяет свою полетную конфигурацию только благодаря остановки и фиксации лопастей-крыльев НВ и изменению реактивной тяги ТРДД посредством УВТ. Поскольку размещение ПГО вблизи КОС и при синхронном отклонении их закрылок подъемная сила системы ПГО-КОС при выполнении КВП увеличится на четверть, то выбрана такая схема с фиксацией ШЛК НВ над и вдоль консолей КОС. При посадке цифровая ЭДСУ обеспечивает искусственную устойчивость БСВР, осуществляя согласованное отклонение закрылок ПГО и КОС, которые, уменьшая посадочную скорость, уменьшают пробег наравне с реверсом горизонтальной тяги плоскими соплами ТРДД. Плоские сопла двух ТРДД, имеющих переходники, обеспечивающие плавное изменение их сечения с круглого сопла на шестигранное и затем на пятигранное, выполнены с УВТ. Несмотря на незначительные потери (до 3%) тяги от неоптимальной формы сопел, такая последовательно преобразуемая форма сопла весьма снижает ИК-заметность БСВР и его радиолокационную заметность. Этому способствует широкое применение радиопоглощающих покрытий планера. Ряд стыков панелей его обшивки имеет пилообразные кромки. Все это приводит к улучшению малозаметных характеристик при уменьшении радиолокационной, инфракрасной и визуальной заметности.

Кроме того, коэффициент удельной нагрузки (ρ_{cy}) на мощность с применением поперечных НВ, приводимых двумя ТРДД с тягой 1760×2 кгс, имеющими отбор мощности и УВТ, составит у БСВР-3,0 с взлетным весом 7,608 тонн ρ_{cy}=0,462 тс/т, что в 2,66 раза меньше, чем у сопоставимого СВВП Як-38М с энергозатратной СУ, который при взлетном весе 10,8 тонн использует подъемно-маршевый ТРДД мод. Р-28В-300 тягой 6800 кгс и с тягой по 3250 кгс два подъемных ТРД, обеспечивающих критерий

(целевая нагрузка × дальность полета) 750 т·км, который в 4,88 раза меньше, чем у БСВР -3,0 (см. табл. 1). Помимо этого, БСВР с системой крыльев биплан КОС с ШЛК НВ при χ=-26° и на скоростях до 0,98 Маха будет обладать существенно лучшими аэродинамическими характеристиками, что приведет на трансзвуковой скорости к увеличению взлетного веса на 17% либо дальность полета на 29% при сохранении взлетного веса по сравнению с самолетами с обычными крыльями, будет гораздо менее шумным при взлете и при переходных режимах полета. Кроме того, палубный БСВР-1,0 со стояночной площадью 13,05 м^2, которая в два раза меньше чем у палубного вертолета Ка-52К, что позволит на авианесущем КН проекта 1155, имеющем вертолетные площадку и ангары для двух вертолетов Ка-27, в котором могут быть размещены четыре палубных БСВР-1,0 или по два в корвете и фрегате проектов 20380 и 22350, значительно повышающих боевую их устойчивость.

Несомненно, с течением времени широкое использование в СУ ТРДД с плоскими соплами и УВТ позволит добиться уменьшения инфракрасной и визуальной заметности в сравнении с СВВП мод. F-35B (США), что немаловажно для освоения опционально управляемого БСВР-3,0 корабельного базирования и палубного ИН модели Су-57К, используемого совместно с несущим им на подфюзеляжном ПУ одного БСВР-1,0, создающего буферную безопасную авиазону между ИН и ПВО НК-цели и увеличивающего дальность одной АПР или одной ПКР соответственно с пятью или четырьмя ракетами Р-73 "воздух-воздух" соответственно при ПЛО или ПКО с ПВО.

Таблица 1

Предварительные технические требования к БСВР с ДПНС-Х2 и ПМС-R2

№ п/п	Параметры	Величины	
		Тип 1.1	Тип 1.2
1.	Размеры от типа исполнения:	*БСВР-1,0*	*БСВР-3,0*
1.1	длина фюзеляжа, м	8,7	15,2
1.2	высота на шасси/в походном положении, м	2,45/1,25	4,2/2,15
1.3	размах КОС с χ=-26°\с НВ χ=±26°/уложенного, м	5,7\5,7/1,42	9,8\9,8/2,46
1.4	площадь КОС +ПГО/с лопастями-крыльями НВ, м^2	9,45/12,18	21,85/28,17
1.5	площадь взлетная при ВВП/стояночная, м^2	80,82/13,05	244,75/39,52
2.	Силовая установка на базе высотных ТРДД с УВТ плоских сопел в ПМС-R2, модель	Омск МКБ РД-500М	«Сатурн» АЛ-55И
2.1	мощность взлетная/тяга ТРДД, л.с./тс.	622/0,6×2	1826/1,76×2
2.2	максимальная тяговооруженность по п. 3.1/п. 9.1	1,20/0,48	1,21/0,46
3.	Массы и нагрузки (подъемная тяга от НВ/ПМС,тс):	2,581/0,42	8,837/1,232
3.1	нормальная на режиме ВВП и зависания и подаче 65/35% от мощности СУ на НВ/ПМС-R2, кг	2500	7608
3.2	при взлете с КВП и перегрузом до 10,7%, кг	2750	8288
3.3	нормальная целевая нагрузка (ЦН) при взлете по п.3.1/п.3.2, шт. ПКР\ГЗУР Х-35У\BrahMos-М+ (т)	2\-+(1,0) /2+(1,0)	-\2+(3,0) /2+(3,0)
3.4	пустого, кг	1200	3652
4.	Запас топлива по п. 3.1/п. 3.2, кг	350/600	956/1636
5.	Диаметр однолопастных НВ с $D_{нв}=2R_{нв}$, м	4,0×2	7,0×1
5.1	Диаметр вентилятора ТРДД в ПМС-R2, м	-/0,47×2	-/0,59×2
5.2	Ометаемая площадь НВ, м^2	25,12	76,93
6.	Удельная нагрузка на ометаемую площадь поперечными НВ при выполнении ВВП по п. 3.1, кг/м^2	99,52	98,9
7.	Удельная нагрузка на мощность по п. 3.1, кг/л.с.	2,0	2,1
8.	Удельная нагрузка на КОС при зафиксированных лопастях крыльях НВ по п. 3.2/п. 3.1, кг/м^2	225,8/205,3	294,3/270,1
9.	Летно-технические характеристики:		
9.1	1-я/2-я скорости на высоте при подаче на сопла ТРДД 30% от мощности СУ по п. 3.2/п. 3.1, км/ч	950/1000	950/1000
9.2	время полета при подаче на сопла ТРДД 30% от мощности СУ по п. 3.1/п. 3.2, ч	1,62/3,12	1,22/2,44
9.3	протяженность полета по п. 3.1/п. 3.2, км	1620/2964	1220/2318
9.4	топливная эффективность по п. 3.1/п. 3.2, г/т·км	*216,1/202,5*	*261,2/235,3*
9.5	критерий (ЦН ×дальность полета) при ВВП, т·км	***1620,0***	***3660,0***
9.6	3-я максимальная скорость полета с/без ЦН, км/ч	1070/1150	1070/1150
9.7	практический потолок, м	12000	14000
9.8	время зависания за общее время полета, ч	0,15	0,15
9.9	дистанция при взлете/посадке после КВП, м	36/54	64/96

(57) Формула изобретения

1. Беспилотный самолет-вертолет-ракетоносец (БСВР), имеющий фюзеляж, несущее крыло с хвостовым оперением, двигатель, бортовую систему управления (БСУ), обеспечивающую автономное (АУ) и дистанционное (ДУ) или телемеханическое управление (ТМУ) с командного пункта (КП) корабля- или истребителя-носителя (КН или ИН), бортовой источник питания, отделяемую авиационную противолодочную и противокорабельную ракету (АПР и ПКР), состыкованную посредством узла отделения

с БСВР и предназначенную для поражения подводной и надводной цели (ПЦ и НЦ), отличающийся тем, что он оснащен как двухвинтовой поперечной несущей системой (ДПНС), включающей в ДПНС-Х2 два однолопастных несущих винта (НВ) с профилированными противовесами, смонтированных на концах крыла обратной стреловидности (КОС) и обеспечивающих создание вертикальной тяги только при вертикальном и коротком взлете/посадке (ВВП и КВП) или на переходных режимах полета, так и двумя бесфорсажными турбореактивными двухконтурными двигателями (ТРДД) в общей кормовой мотогондоле, входное устройство ее воздухозаборника имеет управляемые разновеликие створки, размещенные под нижним или над верхним наклонно образованным каналом воздуховода, так что большая из них отклоняется во внутрь канала, а меньшая - наружу фюзеляжа в зависимости от скорости полета, и имеющими реактивные сопла с управлением вектора тяги (УВТ) в подъемно-маршевой системе (ПМС) и передний вывод продольных валов от их турбин для отбора мощности через муфту сцепления на главный редуктор ДПНС-Х2, имеющий выходные поворотные валы со спаренными карданными шарнирами (СКШ), вынесенными снаружи к оси симметрии от центральной оси узлов поворота консолей КОС, обеспечивающими посредством их поворота вперед по полету на угол $\chi=-64°$ в плоскости хорды КОС и размещения складывающихся по обе стороны от оси симметрии консолей КОС с зафиксированными соответствующими широкохордовыми лопастями-крыльями (ШЛК) НВ в центральной нише фюзеляжа, проложенные в носке консолей КОС и передающие крутящий момент на угловые редукторы левого и правого НВ, размещенные на режимах ВВП и зависания на концах КОС спереди по полету от центра масс на расстоянии, обратно пропорциональном между приложениями подъемной силы и вертикальной реактивной тяги соответственно поперечных НВ в ДПНС-Х2 и сопла с УВТ в ПМС-R2, но и выполненным по аэродинамической схеме продольного триплана, снабженного низко или высокорасположенным передним горизонтальным оперением (ПГО) с рулями высоты, среднерасположенным или высокорасположенным КОС как с клиновидным профилем и внешними элеронами, так и соответственно с тянущими или толкающими НВ, смонтированными над или под консолями КОС, но и V-образным оперением с рулями направления на его стреловидных килях, отклоненных наружу от плоскости симметрии под углом 43°, и с возможностью преобразования полетной его конфигурации после выполнении технологии КВП или ВВП с винтокрыла или вертолета с ДПНС-Х2 и реактивной ПМС-R2 в соответствующий скоростной винтокрыл для барражирующего продолжительного полета или трансзвуковой самолет при максимальном или нормальном взлетном весе соответственно с ШЛК НВ, работающими на режимах, близких к их авторотации или несущих их ШЛК с втянутыми телескопическими противовесами НВ, когда НВ остановлены и их ШЛК зафиксированы с углом обратной или прямой стреловидности $\chi=-26°$ или $\chi=+26°$ по передним их кромкам так, что левый и правый НВ, имеющие соответственно противоположное направление их вращения, например, против и по часовой стрелке и направлены во внутрь к оси симметрии вдоль консолей КОС в схеме биплан или спереди консолей КОС в схеме ромбовидной в плане системы КОС с ШЛК НВ, образуя соответствующую величину ее удлинения $\lambda=3,15-4,03$ для трансзвукового или барражирующего полета, увеличивая площадь и несущую способность КОС, но и обратно, при этом после вертикального взлета БСВР с вертолетной площадки КН либо после его пуска с внешней подвески ИН для самолетных режимов полета в конвертируемой системе несущих его поверхностей имеется возможность синхронного раскладывания наружу консолей КОС с ШЛК НВ и ПГО в плоскости соответствующих их хорд соответственно назад и вперед по полету на

узлах поворота, размещенных в корневых частях возле соответственно передней и задней их кромок, смонтированных по обе стороны от оси симметрии с их консолями, размещенными в горизонтальной плоскости, но и укладываемых в соответствующие фюзеляжные боковые ниши в походно-транспортную/полетно-транспортную конфигурацию, уменьшающую в 6,19 раза стояночную площадь от взлетной его площади наравне и при поочередно сложенных консолей килей V-образного оперения вовнутрь, но и при соответствующем размещении лопастей НВ вдоль консолей КОС, причем как при корабельном базировании БСВР в походно-транспортной на шасси, так и воздушном его базировании с убранным шасси в полетно-транспортных конфигурациях, включающих втянутые телескопические противовесы его НВ, ШЛК которых зафиксированы их законцовками вдоль консолей КОС назад по полету и размещены над или под консолями КОС и наравне с консолями ПГО соответственно уложены в верхней центральной и нижней носовой боковых нишах фюзеляжа, имеющих с каждого его борта автоматически раскрываемые/закрываемые по две боковые створки, размещенные в соответствующих частях фюзеляжа на всю длину его ниш, обеспечивающей свободное в них укладывание консолей КОС с ШЛК НВ при втянутых их противовесах вперед по полету и консолей ПГО назад по полету с последующим закрыванием боковых створок для уменьшения аэродинамического сопротивления на внешней подвеске ИН, так и наравне наличия на всей длине хвостовой части фюзеляжа после складывания килей оперения сбрасываемого хвостового при виде сбоку клиновидного обтекателя, при этом кили V-образного оперения с двойным складыванием внутренних и внешних его секций, которые отклоняются соответственно вверх к оси симметрии и обратно вниз, размещаясь при этом вдоль верхних боковых сторон фюзеляжа, причем на режимах ВВП и зависания однолопастные НВ, обдувающие соответствующие консоли КОС, выполнены без управления циклического изменения их шага и с жестким креплением их лопастей и противовесов, но и создания от НВ полной компенсации реактивных крутящих моментов при противоположном направлении вращения между левым и правым НВ, вращающимися при виде сверху так, что наступающие лопасти поперечных НВ, проходя от кормовой к носовой части перед соответствующими бортами фюзеляжа, создавая более плавное его обтекание воздушным потоком, уменьшают аэродинамическое сопротивление и потери в подъемной тяге НВ.

2. Беспилотный самолет-вертолет-ракетоносец по п. 1, отличающийся тем, что упомянутые ТРДД с УВТ имеют реактивные круглые сопла, создаваемые посредством их синхронного отклонения поперечным валом с гидроприводом в продольных вертикальных плоскостях, параллельно размещенных плоскости симметрии, на угол до 95° вниз или обратно вверх соответственно на режимах ВВП, зависания или горизонтального полета, смонтированы между хвостовых балок, снабженных снизу трапециевидными подфюзеляжными килями, размещенными при виде спереди вертикально вниз или наружу от плоскости симметрии, имеет на передних концах их законцовок ИК-излучатели и видеокамеры, используемые при ВВП, при этом упомянутые однолопастные НВ выполнены со ступенчатым профилем концевой части на одной третьей радиуса каждой с обратным сужением лопасти, имеющей концевую хорду лопасти в 2,0 раза больше ее корневой хорды и клиновидный профиль с углом α=10° и непрерывной нижней или верхней поверхностью, выполнен соответственно с верхним или нижним уступом-вырезом ромбовидной в плане формы, внешние выступающие стороны которой, имея вогнутые во внутрь задние кромки лопасти, создают в точке максимальной ее хорды (b_{maxHB}), совмещенной в уступе-вырезе с

меньшей диагональю ромбовидной в плане формы, образующей как конфигурацию профиля ступеньки по ширине и глубине - это соответственно 1/2 от хорды b_{maxHB} и 2/3 от толщины c_{maxHB}, так и заостренную законцовку лопасти, имеющую параболическую переднюю кромку и обратной стреловидности заднюю кромку, причем внешние выступающие стороны ромбовидной в плане формы образуют равнобедренный треугольник в плане, выполняющий на лопастях с полужестким их креплением роль рулевых поверхностей, имеющих сервопривод и возможность на режимах ВВП и зависания их синхронного отклонения в вертикальной плоскости так, что при дифференциальном их отклонении вниз/вверх и вверх/вниз и прохождении при этом лопастей НВ с противоположных правой/левой сторон фюзеляжа, изменяют балансировку по крену соответственно влево и вправо, но и синфазном их отклонении вниз/вверх при прохождении лопастей НВ над кормовой частью фюзеляжа, изменяют балансировку по тангажу соответственно пикирующий и кабрирующий моменты, при этом упомянутые телескопические противовесы НВ имеют радиус ($r_{тп}$) во втянутом или выдвинутом положении, соответственно равновеликий радиусу обтекателя втулки НВ, имеющего диаметрально размещенные срезы в виде круговых сегментов, хорды которых равновелики корневым хордам НВ и противовеса, или 30% от радиуса НВ, причем каждый противовес, имеющий корневую и концевую хорды соответственно равновеликую и в 1,2 раза меньше корневой хорды НВ, выполнен с концевой частью в виде ответного сегмента окружности с диаметром, равновеликим обтекателю втулки НВ, сопрягаемого при его втягивании со срезом кругового сегмента втулки, образуя удобообтекаемую ее круглую в плане форму, при этом стреловидное ПГО, имеющее как меньшую его площадь, составляющую 18,36% от суммы площадей КОС и ШЛК НВ, так и в свою очередь меньшую площадь, составляющую 25,0% от площади КОС, причем скошенные боковые стороны верхней и нижней частей фюзеляжа, уменьшая эффективную площадь рассеивания, образуют шестигранную конфигурацию при виде спереди с острыми боковыми линиями, непрерывно распространяющимися от носа до хвоста, располагаясь под нижней поверхностью консолей КОС.

3. Беспилотный самолет-вертолет-ракетоносец по п. 1, отличающийся тем, что на режимах ВВП и зависания каждый упомянутый его ТРДД выполнен с элементами цифрового программного управления, сочетающего в двухрежимной системе регулирования и управления одновременный режим его работы как при отборе свободной мощности на привод НВ в ДПНС-Х2, так и при сбалансированном распределении остаточной реактивной тяги в ПМС-R2 между плоских сопел ТРДД, размещенных между килей V-образного оперения, позволяющего экранировать ТРДД с плоскими соплами, смонтированными сверху над гребенчатой поверхностью с термопоглощающим слоем хвостовой части фюзеляжа, имеющей между концами хвостовых балок пилообразную в плане заднюю ее кромку, при этом каждый упомянутый ТРДД с переходником 29, обеспечивающим как управление площадью критического и выходного многоугольных сечений его сопла в суживающейся или расширяющейся частях, так и плавное удобообтекаемое изменение его сечения с круглого сопла на шестигранное и затем на пятигранное плоское сопло, снабженное и нижней граненой стенкой 30, имеющей при виде сзади V-образную конфигурацию, и верхней створкой 31, состоящей из синхронно отклоняемых между вертикальных боковых стенок 28 вниз двух ее частей прямоугольной 32 и пятиугольной 33 формы в плане соответственно на углы 22,5° и 22,5°, но и вокруг первой 34 и второй 35 поперечных осей так, что в нижнем положении задняя кромка верхней створки 31

соприкасается с нижней граненой стенкой 30, имеющей как угол при ее вершине, равновеликий углу V-образной задней кромки верхней створки 31, так и на ее V-образных гранях люк с двумя прямоугольными в плане передними 36 и двумя трапециевидными в плане задними 37 разновеликими по площади створками, имеющими на противоположных сторонах пятиугольного в плане люка узлы поворота, создающие автоматическое синхронное отклонение отвесно вниз с одновременным поворотом вниз верхней створки 31 так, что две передние меньшие 36 из них отклоняются по полету, а две задние большие 37 - против полета, образующие с незамкнутыми передней и задней боковыми поверхностями пятиугольный люк-сопло (ПЛС), которое, имея площадь и ширину, равновеликие переходнику 29 сопла пятигранной формы, создает соответствующее отклонение вектора реактивной тяги с горизонтального на вертикальное, но и обратно, при этом диагонально расположенная пара передней прямоугольной 36 и трапециевидной в плане 37 створок, размещенных на гранях нижней стенки 30 каждого ТРДД, имеющих на нижних их сторонах треугольные 38 при виде сзади концевые части, выполненные с отгибом, угол которого равновелик углу между граней нижней стенки 30 и создающие при их первоочередном отклонении вниз перед открыванием диагонально размещенных других плоских прямоугольной 36 и трапециевидной в плане 37 створок непрерывные переднюю и заднюю боковые поверхности нижнего ПЛС, причем для образования непрерывкой левой и правой боковых поверхностей ПЛС нижняя двухслойная его створка 30 снабжена нижними продольными трапециевидными створками 39, синхронно открывающимися вниз перед парой поперечных диагонально расположенных прямоугольной 36 и трапециевидной 37 створок ПЛС, при этом синхронное отклонение прямоугольной 32 + с пятиугольной 33 частей верхней створки 31 вниз на 22,5°+7,5° или 22,5°+22,5° с одновременным открыванием попарно трапециевидных створок 39 ПЛС, затем вниз его створок по полету 36 или против 37, образуя их наклон к горизонтали под углом 45°, обеспечивают возможность выполнения короткого взлета или посадки с коротким пробегом соответственно посредством создания наклонно-горизонтальной реактивной тяги или реверса горизонтальной тяги, причем снизу хвостовой части фюзеляжа под гребенчатой поверхностью вдоль оси симметрии размещен обтекатель, имеющий на его конце отсек с выдвижной штангой магнитометра и в нижней его нише с открываемыми створками опускаемую лебедкой и буксируемую на тросе под водой антенну гидроакустической станции при барражирующем его полете, при этом после режима вертикального взлета и зависания при переходе на самолетные режимы полета с работающими ТРДД, создающими реактивную тягу, два НВ в ДПНС-Х2, отключенных от привода трансмиссии, снабжены возможностью обеспечивать два способа реализации горизонтального полета как барражирующего малоскоростного полета с авторотирующими двумя НВ, так и транс- или сверхзвукового крейсерского полета с зафиксированным каждым ШЛК НВ над соответствующей консолью КОС, причем в полетной конфигурации крылатого автожира с авторотирующим НВ при барражирующем полете БСВР, несущего АПР и противокорабельную ракету (ПКР), обеспечивает соответствующую борьбу с подводной лодкой (ПЛ) и надводным кораблем (НК), при этом опускаемая гидроакустическая система, состоящая из индикатора акустических сигналов и двух приемников для их приема от гидроакустической антенны, их кодирования и передачи по восьмиканальной закрытой связи на КН для обработки в реальном масштабе времени, и высокочувствительным магнитометром, имеющим магниточувствительный элемент, работающий на расстоянии 30 м от водной поверхности, и связанным с БСУ БСВР, предусматривающей выдачу команд на

включение в расчетной точке магнитометра и на управление после срабатывания магнитометра при обнаружении ПЛ-цели, но и регистрации в запоминающем устройстве БСУ координат точки обнаружения ПЛ-цели при передаче на КН и его КП, причем БСУ имеет как радиоканал закрытой связи с КН, представляющим собой авианесущий КН, так и радиолокационную станцию с передатчиком команд, оптико-электронную систему с двухканальным автоматом сопровождения цели и вычислительную систему с блоком автоматики многофункционального пульта управления, обеспечивающего при горизонтальном крейсерском полете самостоятельное нахождение ПЛ-цели, идентификацию ее и принятие подтвержденного решения от оператора КН об уничтожении им выбранных, но и возможность его транспортирования в ангаре КН и походной его конфигурации со сложенными соответствующим образом ПГО, КОС и упомянутых ШЛК НВ, при этом планер с внутренними отсеками вооружения выполнен из алюминиево-литиевых сплавов и композиционных материалов по малозаметной технологии с радиопоглощающим покрытием.

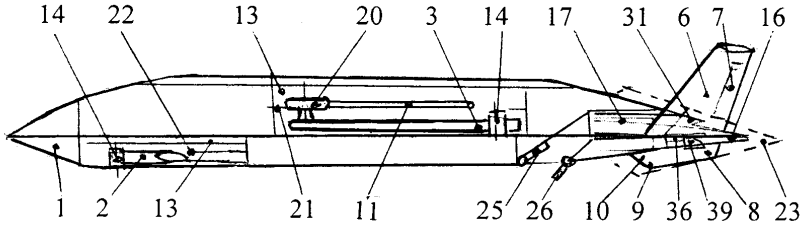
4. Способ применения БСВР корабельного базирования на авианесущем КН с вертолетной площадкой, заключающийся в том, что ПЛ-цель обнаруживают в условиях наблюдения за ними в режиме работы гидроакустического комплекса КН, когда дистанция до подводной или надводной цели, находящейся на значительном удалении от КН, известна ориентировочно, выдают на БСВР, несущий две АПР, данные первичного целеуказания, в том числе только пеленг на ПЛ-цель, выполняют предстартовую подготовку и проверку АПР, вводят в БСУ БСВР полетное задание и обеспечивается вертикальный взлет БСВР, управляют им на стартовом и маршевом участках траектории с использованием его БСУ и в дистанционном исполнении по командам от системы ТМУ с КН, удерживают маршевую малую высоту полета БСВР, обеспечивающую обнаружение ПЛ-цели, осуществляют по команде БСУ поиск цели после включения магнитометра на заданном маршруте барражирующего кругового полета, с обнаружением ПЛ-цели в БСУ вырабатывают команду и выполняют маневр БСВР для сброса АПР, рассчитывают круговой маневр для сброса АПР залпа с применением системы наведения БСВР с адаптивным углом упреждения его на ПЛ-цель, который автоматически определяется при сближении с ПЛ-целью и корректирует требуемый разворот БСВР для сброса АПР в расчетной точке, при обнаружении и захвате ПЛ-цели выполняют ее совместную атаку путем сближения АПР залпа на дистанцию срабатывания их неконтактных взрывателей или до момента столкновения АПР с корпусом ПЛ-цели, подрывают взрывчатое вещество боевой части каждой АПР и поражают ПЛ-цель, после чего в БСУ БСВР вырабатывают команды по его управлению для автоматического возврата и вертикальной посадки на вертолетную площадку КН.

5. Способ применения БСВР воздушного базирования на палубном ИН, заключающийся в том, что в ходе перемещения на подвесной консоли подфюзеляжного ПУ одного БСВР со сложенными несущими поверхностями, лопастями-крыльями НВ и в бомбоотсеке с двумя ПКР Х-38М имеет возможность пуска ПКР с подвешенного состояния на ИН, отстыковывания и запуска БСВР с ИН для создания буферной роботизированной авиазоны между ИН и ПВО НК-цели, увеличивающей радиус действия ПКР Х-38М с 40 до 400 км, при этом после отстыковывания БСВР от ИН происходит сбрасывание хвостового его обтекателя, затем после открывания створок ниш фюзеляжа синхронно раскладываются консоли ПГО, КОС с ШЛК НВ и килей V-образного оперения и фиксируются в конфигурацию трансзвукового самолета с последующим закрыванием створок ниш фюзеляжа, после чего запускаются его

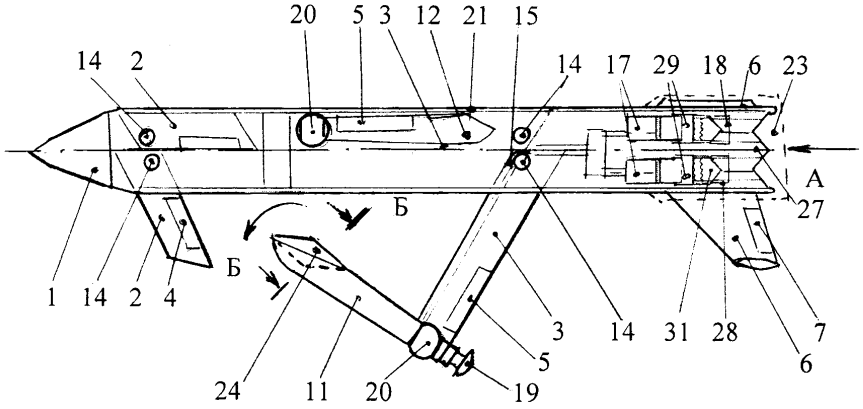
двигатели и осуществляется заданный полет, причем радаром типа Н036 с ИН обеспечивается целеуказание, а управление БСВР - вторым пилотом ИН, используя маловысотный профиль полета и систему самообороны - станцию активных электронных помех, при этом при достижении области, из которой будет поражена НК-цель, БСВР произведет залп или поочередный запуск ПКР с коррекцией ошибки, накопленной комбинированной инерциальной системой управления по данным приемника сигналов спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС, на конечном участке полета ПКР используется инфракрасная головка ее самонаведения и программно-аппаратные средства автономного распознавания целей, затем БСВР на удалении 1450 км автоматически возвращается на авианосец-носитель с вертикальной на его палубу посадкой.

1

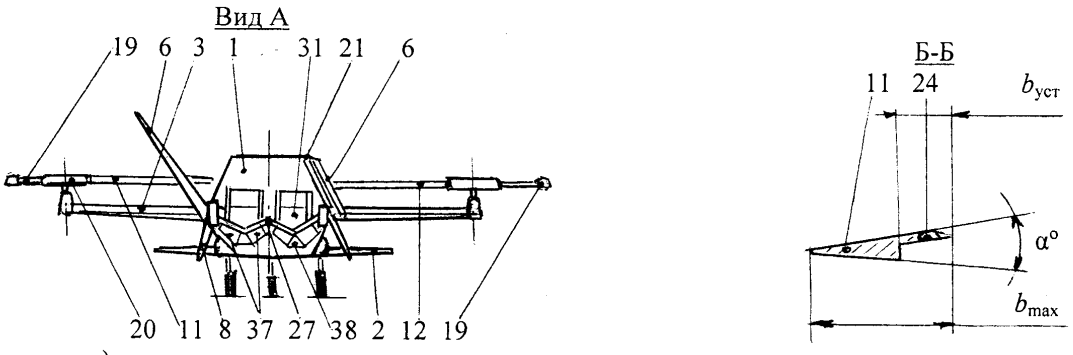
а)


14 22 13 20 3 14 17 31 6 7 16
1 2 13 21 11 25 26 10 9 36 39 8 23

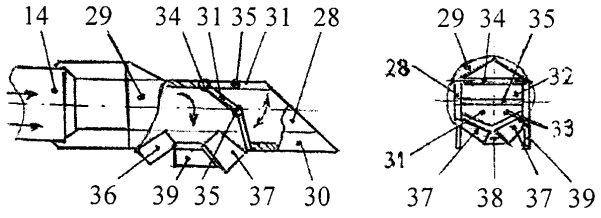
б)


20 5 3 12 21 15
14 2
14 17 29 18 6 23
A
27
Б
Б
1 14 2 4
3 14 31 28 7
5 6
24 11 20 19

в)


Вид А
19 6 3 1 31 21 6
20 11 8 37 27 38 2 12 19
Б-Б
11 24
$b_{уст}$
α°
b_{max}

г)


14 29 34 31 35 31 28
36 39 35 37 30
29 34 35
28
32
33
31
37 38 37 39

Фиг. 1